

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 11-173104

(43)Date of publication of application : 29.06.1999

(51)Int.Cl.

F01D 5/14

(21)Application number : 09-344642

(71)Applicant : HITACHI LTD

(22)Date of filing : 15.12.1997

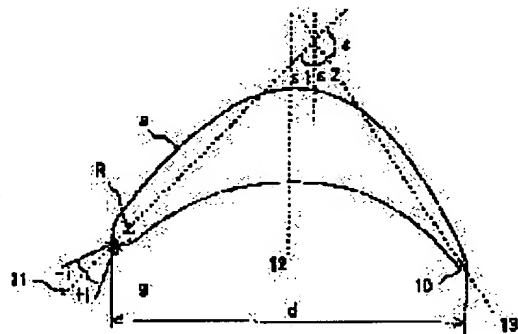
(72)Inventor : SEGAWA KIYOSHI
KANO YOSHIO
YAMAZAKI YOSHIAKI
TSUBOUCHI KUNIYOSHI

(54) TURBINE ROTOR BLADE

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To suppress an increase of incident loss due to a deflection in the inflow direction (inlet angle) of a fluid flowing into a turbine rotor blade, and also to enhance turbine efficiency by making a front edge radius of a blade profile having large turning angle larger than that of blade profile having small turning angle.

SOLUTION: In this turbine rotating a rotor by means of steam conducted by a stationary blade via rotor blade, with the change of a turning angle (ϵ) being composed of subtracting an inlet angle ϵ_1 and an outlet angle ϵ_2 to be formed in space between two tangents 10 and 11 of respective comber lines in both front and rear edge parts 9 and 10 and the rotational direction of a turbine rotor blade, from 180 degrees, a circuit front edge radius R forming the front edge part is varied. In brief, the front edge radius R of a blade profile having large turning angle (ϵ) is set up to be larger than the front edge radius R of the blade profile having small turning angle (ϵ). In addition, the ratio between a size of the front edge radius R and a span (d) of the blade root end is set up to be more than 0.012 in case of the blade profile where the size of the turning angle (ϵ) becomes maximized.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平11-173104

(43) 公開日 平成11年(1999) 6月29日

(51) Int.Cl.⁶

F 0 1 D 5/14

識別記号

F I

F 0 1 D 5/14

審査請求 未請求 請求項の数 4 O L (全 7 頁)

(21) 出願番号 特願平9-344642

(22) 出願日 平成9年(1997)12月15日

(71) 出願人 000005108

株式会社日立製作所

東京都千代田区神田駿河台四丁目6番地

(72) 発明者 瀬川 清

茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株

式会社日立製作所電力・電機開発本部内

(72) 発明者 鹿野 芳雄

茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株

式会社日立製作所電力・電機開発本部内

(72) 発明者 山崎 義昭

茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株

式会社日立製作所電力・電機開発本部内

(74) 代理人 弁理士 小川 勝男

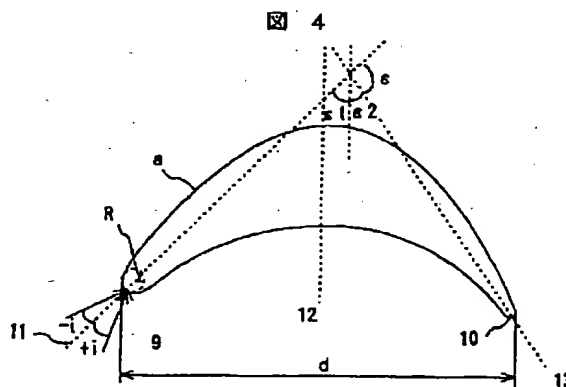
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン動翼

(57) 【要約】

【課題】 本発明の課題は、動翼に流入する流体の上流側に位置する前縁部の半径（前縁半径）の大きさを適切に規定することにより、動翼に流入する流体の偏向による入射角損失の増加を抑制することにある。

【解決手段】 上記課題を解決するために、本発明のタービン動翼は、轉向角 ϵ が大きい翼形の前縁半径 R が轉向角 ϵ が小さい翼形の前縁半径 R よりも大きい、又は前縁半径 R の大きさと翼根元端の翼幅 d との比率を、轉向角 ϵ の大きさが最大となる翼形（翼根元部等）で 0.012 以上とする。



【特許請求の範囲】

【請求項1】180度から、流入流体の上流側に位置する前縁部におけるキャンパー線の接線と当該タービン動翼の回転方向との間に形成される入口角と、前記流入流体の下流側に位置する後縁部における前記キャンパー線の接線と前記回転方向との間に形成される出口角とを減算して得る転向角の変化に伴って、前記前縁部を形成する円弧の前縁半径が変化するタービン動翼において、前記転向角が大きい翼形の前縁半径が、前記転向角が小さい翼形の前縁半径よりも大きいことを特徴とするタービン動翼。

【請求項2】180度から、流入流体の上流側に位置する前縁部におけるキャンパー線の接線と当該タービン動翼の回転方向との間に形成される入口角と、前記流入流体の下流側に位置する後縁部における前記キャンパー線の接線と前記回転方向との間に形成される出口角とを減算して得る転向角の変化に伴って、前記前縁部を形成する円弧の前縁半径が変化するタービン動翼において、前記転向角が大きくなるに伴い、前記前縁半径が大きくなることを特徴とするタービン動翼。

【請求項3】タービンの衝動段に用いられるタービン動翼において、流入流体の上流側に位置する前縁部を形成する円弧の前縁半径の大きさと翼根元端の翼幅との比率を、180度から、流入流体の上流側に位置する前縁部におけるキャンパー線の接線と当該タービン動翼の回転方向との間に形成される入口角と、前記流入流体の下流側に位置する後縁部における前記キャンパー線の接線と前記回転方向との間に形成される出口角とを減算して得る転向角の大きさが最大となる翼形で0.012以上としたことを特徴とするタービン動翼。

【請求項4】タービンの衝動段に用いられるタービン動翼において、流入流体の上流側に位置する前縁部を形成する円弧の前縁半径の大きさと翼根元端の翼幅との比率を、翼根元部で0.012以上としたことを特徴とするタービン動翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、蒸気タービンやガスタービン等のタービンに用いられるタービン動翼に係り、特に、衝動段の翼根元部に発生する入射角損失の急増を抑制するタービン動翼に関する。

【0002】

【従来の技術】タービンの効率或いは性能の向上を図るには、タービン段の段落損失を減少することが重要である。

【0003】かかる段落損失の減少を考慮した従来の技術として、例えば、特開昭57-99211号公報には、動翼端部の流入角を、翼根元部から所定の高さ H_1 まで漸増

の後漸減し、前記所定の高さ H_1 から翼先端部から所定の高さ H_2 の位置まで回転周速の増加に伴い増加し、前記翼先端部から所定の高さ H_2 の位置から翼先端部まで漸増の後漸減する構成を有し、それにより二次流れ損失を低下したタービン動翼が記載されている。

【0004】また、特開昭57-171006号公報には、翼根元部から所定の距離に位置する翼部の転向角に対して、翼根元部の転向角を所定の角度だけ増加させる構成を有し、それにより二次流れ損失を減少したタービン動翼が記載されている。

【0005】また、特開平4-54203号公報等には、入口角（周方向とキャンパー線の前縁部における接線との挟角）が、翼根元部から翼中央部まで減少し、前記翼中央部から翼先端部まで増加した構成を有し、それにより静翼の流出角に動翼の入口角を合わせ、翼形損失を減少したタービン動翼が記載されている。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】上記従来の技術は、翼高さと流入角との関係、又は翼高さを転向角との関係、又は翼高さと入口角との関係についてしか考慮されていないため、二次流れ損失を抑制するには効果的であるが、動翼に流入する流体の流入方向の偏向による入射角損失を減少するには十分ではない。

【0007】例えば、蒸気タービンの衝動翼等は、翼根元部の翼形の転向角が120度～140度と非常に大きいため、動翼間流路（周方向に隣接する動翼間に形成される蒸気の流路）を加速流路に形成したりすることが困難である。この加速流路が形成されないと、動翼の表面からの蒸気の流れのはく離、又は動翼における蒸気の流れの境界層の発達が起こりやすい。一方、翼先端部では、翼根元部に比べ動翼間のピッチが広がるため、翼形の転向角を小さくして、動翼間流路を加速流路に形成することが容易になる。そして、動翼間流路の加速度が小さいほど、摩擦損失が大きくなる。つまり、転向角の大きい翼根元部は、転向角の小さい翼先端部に比べて、摩擦損失が大きくなる。特に、翼根元部では、翼前縁部の前縁半径を適切に選択しないと、動翼に流入する蒸気の流入方向の偏向による入射角損失入射角損失が、急激に増加する傾向がある。

【0008】通常、動翼の前縁方向は、適正流入角（入射角 $i \approx 0$ 度）、即ち、動翼の上流に位置する静翼によって誘導される流れの方向に沿うように形成されている。このため、境界層や二次流れの発達した流れは、流れの方向が一定（流れが安定）でないことから、動翼に流入する流体の流入方向が適正流入角から大きく偏向し、即ち入射角が大きくなる。そして、入射角が大きくなると、翼形損失が急激に増加するという入射角損失の問題がある。さらに、段落の構成として翼長方向に三次元にスタッキングされた三次元設計の静翼を用いると、直線的にスタッキングされた静翼に比べて、静翼の出口

の流出角が偏向し易く、動翼に対する流入角も偏向しやすくなるといった問題が生ずる。この入射角損失は、動翼間加速流路の形成も関係するため、単に動翼の翼高さと流入角との関係、又は翼高さを転向角との関係、又は翼高さと入口角との関係を規定しただけでは抑制することが困難である。

【0009】本発明の目的は、動翼に流入する流体の上流側に位置する前縁部の半径（前縁半径）の大きさを適切に規定することにより、動翼に流入する流体の流入方向（流入角）の偏向による入射角損失の増加を抑制したタービン動翼を提供することにある。

【0010】

【課題を解決するための手段】上記目的を達成するために、本発明のタービン動翼は、180度から、流入流体の上流側に位置する前縁部におけるキャンパー線の接線と当該タービン動翼の回転方向との間に形成される入口角と、前記流入流体の下流側に位置する後縁部における前記キャンパー線の接線と前記回転方向との間に形成される出口角とを減算して得る転向角の変化に伴って、前記前縁部を形成する円弧の前縁半径が変化し、かつ前記転向角が大きい翼形の前縁半径が前記転向角が小さい翼形の前縁半径よりも大きい又は前記転向角が大きくなるに伴い前記前縁半径が大きくなる。

【0011】又は、上記目的を達成するために、本発明のタービンの衝動段に用いられるタービン動翼は、流入流体の上流側に位置する前縁部を形成する円弧の前縁半径の大きさと翼根元端の翼幅との比率を、180度から、流入流体の上流側に位置する前縁部におけるキャンパー線の接線と当該タービン動翼の回転方向との間に形成される入口角と、前記流入流体の下流側に位置する後縁部における前記キャンパー線の接線と前記回転方向との間に形成される出口角とを減算して得る転向角の大きさが最大となる翼形で、0.012以上とする。或いは、タービンの衝動段に用いられるタービン動翼は、翼根元部で前記転向角が最大値となるため、流入流体の上流側に位置する前縁部を形成する円弧の前縁半径の大きさと翼根元端の翼幅との比率を、翼根元部で0.012以上とする。

【0012】

【発明の実施の形態】以下、本発明のタービン動翼の実施の形態を、図面を参照して説明する。

【0013】本実施の形態のタービン動翼は、蒸気タービンの衝動段に使用されるタービン動翼である。

【0014】図1に、本発明のタービン動翼の横断面を表す模式図を示す。図1中、1は動翼（ブレード）、2はボイラで発生した蒸気、3はロータ、4は動翼1をロータ3に固定するディスク、5は外部ケーシング、6は動翼1に蒸気2を誘導する静翼（ノズル）、7は静翼6の内周端部を拘束する環状の内輪、8は静翼6の外周端部を外部ケーシング5に固定する環状の外輪を示す。動

翼1は、ロータ3の円周方向（回転方向）に対して複数枚配置される。静翼6は、動翼1に対して蒸気2の上流側に、動翼1に対応して配置される。この動翼1と静翼6との組み合わせを「タービン段」と称す。かかるタービン段は、ロータ3の軸方向に対して、複数段配置される。蒸気2の流れの下流に向かうにつれて、動翼1の翼長は大きくなる。静翼6により誘導された蒸気2は、動翼1を介してロータ3を回転させる。ロータ3の端部には発電機が設けられており、その発電機で、回転エネルギーを、電気エネルギーに変換して発電を行う。

【0015】タービン段は、作動原理上、「衝動段」と「反動段」とに分類される。動翼1内での熱落差（エンタルピーの変化量）とタービン段の全熱落差との比を反動度といい、反動度がほぼ0.5の場合を反動段という。一方、反動度が0の場合を衝動段という。動翼1は、翼根元から翼先端にわたって反動度が大きく変化することから、衝動段においても、一般的に数%～30%程度の反動度を与える。衝動段においては、圧力差の大部分を静翼6で速度エネルギーに変換し、主として動翼1に働く衝動力でロータ3にトルクを与える。よって、衝動段の動翼の転向角は、反動段の動翼の転向角に比較して大きい。一般に、蒸気タービンの衝動段の翼根元部の翼形の転向角は、120度～140度である。

【0016】図2に、本発明のタービン動翼の斜視図を示す。図2中、a, b, cは切断面の翼形を示す。図3、図4に、図2中の切断面の翼形を示す。図中、9は蒸気2の流れ方向に対して動翼1の各切断面の翼形の最上流に位置する前縁部、10は蒸気2の流れ方向に対して動翼1の各切断面の翼形の最下流に位置する後縁部、11は前縁部9におけるキャンパー線の接線、12は翼列軸（ロータ3の円周方向線、ロータ3及び動翼1の回転方向）、13は後縁部10におけるキャンパー線の接線、hは翼根元端を基準にした翼根元部から翼先端部へ向かう翼高さ、 H_0 は翼長（翼根元端と翼先端との間の距離）、Rは前縁半径（前縁部9を構成する円弧の半径）、dは翼幅（翼列軸12に平行な線分の前縁部9における接線と翼列軸12に平行な線分の後縁部10における接線との間隔）を示す。尚、動翼の輪郭線は、翼の前縁から後縁にかけて複数の円を連ねてきた包絡線であり、キャンパー線とは、その円の中心を結んだ線をいい、翼形の翼の中心線をいう。また、動翼1は、翼根元から翼先端にわたってねじれている。ここで、転向角を ϵ 、接線11と翼列軸12とのなす角（入口角）を ϵ_1 、接線13と翼列軸12とのなす角（出口角）を ϵ_2 とすると、転向角 ϵ は、 $\epsilon = 180 - (\epsilon_1 + \epsilon_2)$ で示される。また、動翼1に流入する蒸気2の方向は、迎え角 $i = 0$ 度のときを基準に、 $i = +i$ のときを腹打ち流入といい、 $i = -i$ のときを背打ち流入という。任意の切断面の翼形における適正流入角（翼形損失の最小点）は、経験的に $i = 0$ 度付近である。

【0017】図5、図7に、本発明のタービン動翼の翼高さ h と無次元前縁半径との関係を示す。図6、図8に、本発明のタービン動翼の転向角 ϵ と無次元前縁半径との関係を示す。ここで、無次元前縁半径(R/d_0)とは、翼形の前縁半径 R を翼根元端の翼形の翼幅 d_0 で無次元化したものである。

【0018】図5、図6は、蒸気タービンの高圧段又は中圧段又は低圧段の前段側の動翼1における関係を示すものである。一般に、蒸気タービンの前段側の動翼におけるアスペクト比(翼長 H_0 /翼根元の翼形の翼幅 d_0)は、0.5~3.5程度である。図5によれば、動翼1は、翼根元端($h=0$)からの翼高さが h_1 までは前縁半径 R が減少し、翼高さが h_1 で前縁半径 R が最小値 R_{min} を示し、翼高さが h_1 を超えると前縁半径 R がやや増加している。そして、翼根元の前縁半径 R と、翼先端の前縁半径 R とを比較すると、翼根元の前縁半径 R の方が大きく、翼根元の前縁半径 R が最大値 R_{max} を示す。また、転向角 ϵ は、翼高さ h に対して、ほぼ線形的に減少することから、転向角 ϵ と無次元前縁半径 R/d_0 との関係は、図6に示すように、図5の曲線に対してY軸対称の曲線となる。よって、動翼1は、転向角 ϵ が最小値 ϵ_{min} からの ϵ_1 までは前縁半径 R が減少し、転向角が ϵ_1 で前縁半径 R が最小値 R_{min} を示し、転向角 ϵ が ϵ_1 を超えると前縁半径 R が増加し、最大値 R_{max} を示す。そして、実験結果から、翼根元部の無次元前縁半径 $R/d_0=0.015\sim0.06$ 程度の範囲にあると、入射角特性が、ほぼフラットになる。図6中、転向角 ϵ_1 は、流入角の変化に対して翼形損失が急増するような特性を持つ翼断面の転向角の最小値であり、実験結果などにより、多くの場合、100度から110度程度の範囲にある。図5中の h_1 は前記転向角 ϵ_1 の翼断面の翼高さに対応している。

【0019】図7、図8は、蒸気タービンの低圧段の後段側の動翼1、主にキャンベル翼又は最終段翼における関係を示すものである。一般に、蒸気タービンの低圧段の後段側の動翼におけるアスペクト比は、3.5程度以上である。図7によれば、動翼1は、翼根元から翼先端に向かうにつれて、即ち翼高さ h が大きくなるに伴い、前縁半径 R が減少している。そして、翼根元端($h=0$)では、前縁半径 R が最大値 R_{max} を示し、翼先端($h=H_0$)では、前縁半径 R が最小値 R_{min} を示す。また、前述同様、転向角 ϵ と無次元前縁半径 R/d_0 との関係は、図8に示すように、図7の曲線に対してY軸対称の曲線となる。よって、動翼1は、転向角 ϵ が増加するに伴い、前縁半径 R が増加する。即ち、転向角 ϵ が最大値 ϵ_{max} のとき、前縁半径 R が最大値 R_{max} を示し、転向角 ϵ が最小値 ϵ_{min} のとき、前縁半径 R が最小値 R_{min} を示す。そして、実験結果から、翼根元部の無次元前縁半径 $R/d_0=0.012\sim0.02$ 程度の範囲にあると、入射角特性が、ほぼフラットになる。図6

中、転向角 ϵ_1 は、流入角の変化に対して翼形損失が急増するような特性を持つ翼断面の転向角の最小値であり、実験結果などにより、多くの場合、90度から110度程度の範囲にある。図5中の h_1 は前記転向角 ϵ_1 の翼断面の翼高さに対応している。

【0020】尚、上記蒸気タービンの低圧段の後段側の動翼1の翼根元部の無次元前縁半径 R の規定範囲と、蒸気タービンの高圧段又は中圧段又は低圧段の前段側の動翼1の翼根元部の無次元前縁半径 R の規定範囲とが異なるのは、動翼1の設計思想の相違によるものである。即ち、前者の動翼に比べ、後者の動翼は、翼長が長い流れが三次元的になり、蒸気状態(流速、圧力、流入角、出口マッハ数等)が半径方向に大きく変化し、さらに遠心力の効果が大きくなり、翼の強度や振動特性を十分管理した動翼である。

【0021】上記実施の形態によれば、転向角 ϵ が大きく、翼形損失が特に大きくなる翼根元部の前縁半径 R を適切に規定することにより、翼根元部の入射角特性を改善し、翼形損失を大幅に減少できるという効果を奏する。さらに、全翼長で、転向角 ϵ と前縁半径 R との関係を適切に規定することにより、翼根元だけでなく、全翼長で、入射角特性を改善し、翼形損失をさらに減少できるという効果を奏する。図9に、翼形損失係数と入射角との関係図(入射角特性図)を示す。図中、転向角大とは、一般に転向角 ϵ が大きい翼根元側を示し、転向角小とは、一般に転向角 ϵ が小さい翼先端側を示す。また、従来例とは、無次元前縁半径 $R/d_0=0.01$ の動翼をいい、本発明とは、無次元前縁半径 $R/d_0=0.035$ の動翼をいう。図9によれば、従来例に対して本発明は、入射角 i が $-i$ から $+i$ の範囲で、翼形損失の度合いを示す翼形損失係数の変化がフラットである。即ち、本発明の動翼1は、蒸気2の流入方向が適正流入角(入射角 $i=0$)から偏向しても、翼形損失が急激に増加することはない。

【0022】したがって、タービン出力や蒸気状態(流速、温度、圧力等)の異なる複数の蒸気タービンに、本発明の動翼を採用すれば、蒸気の流入方向が適正流入角から偏向しても、タービン段の段落損失の増加を防止するという効果を奏する。

【0023】以下、本発明の他の実施の形態について説明する。

【0024】図10に、本発明のタービン動翼の横断面を表す模式図を示す。図10は、4段のタービン段からなるタービンコンポーネントに、本発明の技術思想を適用した場合を示す。本発明の技術思想は、複数のタービン段における各々のタービン動翼の関係にも適用できる。図10中、12はタービンコンポーネント、14a1~14a4はタービンコンポーネント12内の各タービン段を構成する動翼15a、15bは作動流体の流れ方向を示す。作動流体(例えば、蒸気2)は15aの方向か

ら入り仕事をした後、15bの方向に排出される。本発明によれば、異なる動翼同士においても前記内容がそのまま当てはまる。即ち、各動翼内の各翼形の転向角と無次元前縁半径との間には、上記実施の形態に示す関係(図5～図8)が成り立つ。ここで、タービンコンポーネントとは、例えば蒸気タービンの場合、高圧タービン、中圧タービン、低圧タービンを表す。また、本実施例では、一つのタービンコンポーネント内の動翼同士を対象にしたが、複数のタービンコンポーネントにまたがる動翼同士についても成り立つ。

【0025】上記本発明の実施の形態においては、蒸気タービンの衝動段に使用されるタービン動翼を示したが、本発明の技術思想は、ガスタービンの衝動段に使用されるタービン動翼においても同様に効果を奏する。

【0026】また、上記本発明の実施の形態においては、翼長方向(ロータの半径方向)が直線的に形成されるタービン動翼を示したが、本発明の技術思想は、Bow翼やコンパウンドリーン翼と称される翼長方向に3次元スタッキングして、湾曲するタービン動翼においても同様に効果を奏する。

【0027】

【発明の効果】本発明によれば、転向角の大きさに基づいて、前縁半径を適切に規定することにより、動翼に流入する流体の偏向による入射角損失の増加を抑制すると

いう効果を奏する。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明のタービン動翼の横断面を表す模式図。

【図2】本発明のタービン動翼の斜視図。

【図3】図2中の切断面の翼形を示す図。

【図4】図2中の切断面の翼形を示す図。

【図5】本発明のタービン動翼の翼高さ h と無次元前縁半径との関係を示す図。

【図6】本発明のタービン動翼の転向角 ϵ と無次元前縁半径との関係を示す図。

【図7】本発明のタービン動翼の翼高さ h と無次元前縁半径との関係を示す図。

【図8】本発明のタービン動翼の転向角 ϵ と無次元前縁半径との関係を示す図。

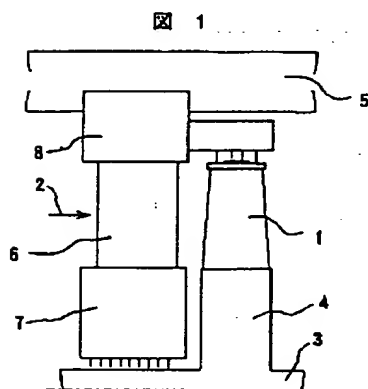
【図9】翼形損失係数と入射角との関係図。

【図10】本発明のタービン動翼の横断面を表す模式図。

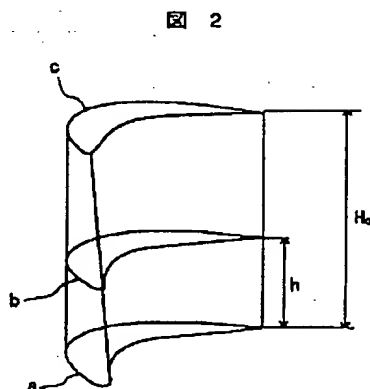
【符号の説明】

1, 14a1～14a4…動翼、2…蒸気、3…ロータ、4…ディスク、5…外部ケーシング、6…静翼、7…内輪、8…外輪、9…前縁部、10…後縁部、11, 13…キャンバー線の接線、12…翼列軸、15a…作動流体の流入方向、15b…作動流体の排出方向、 H_0 …翼長、 R …前縁半径、 d …翼幅。

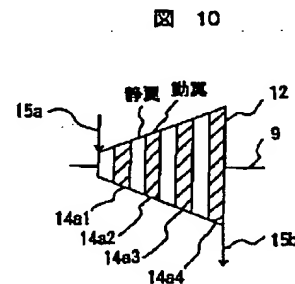
【図1】



【図2】

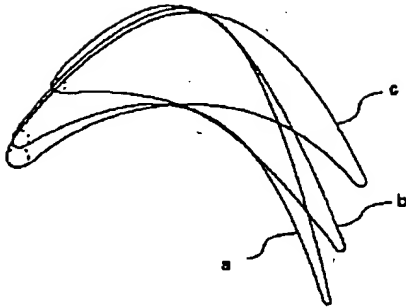


【図10】



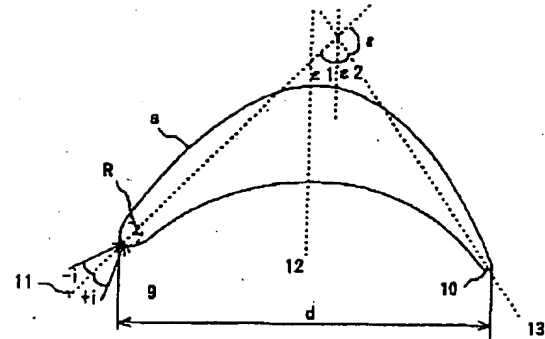
【図3】

図 3



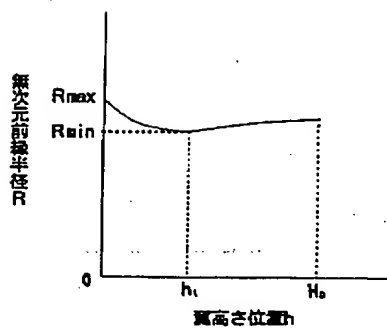
【図4】

図 4



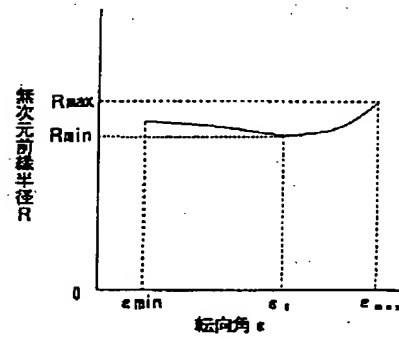
【図5】

図 5



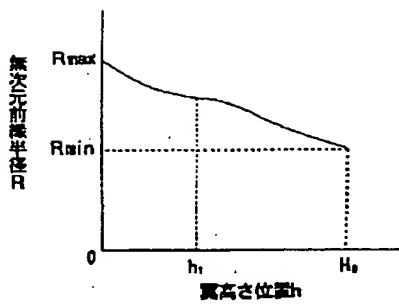
【図6】

図 6



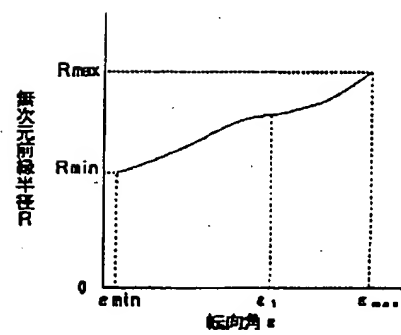
【図7】

図 7



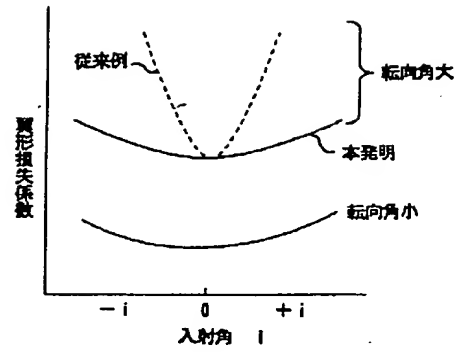
【図8】

図 8



【図9】

図 9



フロントページの続き

(72)発明者 坪内 邦良
茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株
式会社日立製作所電力・電機開発本部内